УДК 621.438.2

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ВИХРЕВЫХ МАТРИЦ В КОНСТРУКЦИИ ЛОПАТОК ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНЫХ ГАЗОВЫХ ТУРБИН

© 2019 Н. Л. Ярославцев, А. В. Викулин, С. С. Ремчуков

Московский авиационный институт
(национальный исследовательский университет)

Статья поступила в редакцию 20.02.2019

Статья посвящена исследованию эффективности применения вихревых матриц в системах охлаждения газовых турбин. Приведены различные варианты интенсификации охлаждения, на которые получены авторские свидетельства.

Ключевые слова: система охлаждения, вихревые матрицы, охлаждаемые лопатки газовых турбин.

Одной из наиболее распространенных систем охлаждения лопаток высокотемпературных газовых турбин является комбинация взаимоскрещивающихся под определенным углом ребер, образующих компланарные каналы [1, 2, 3]. Указанная система охлаждения получила название – вихревая матрица, за счет образования вихревых потоков в зонах пересечения каналов, образованных ребрами [1]. Экспериментальные исследования позволили определить зависимость интенсивности теплосъема с наружной поверхности компланарных систем охлаждения от геометрических параметров оребрения, а именно, угла скрещивания, высоты и шага ребер [2, 3].

В данной статье рассмотрены различные варианты конструктивного исполнения вихревой системы охлаждения, которые в зависимости от предполагаемых конкретных условий эксплуатации, могут быть использованы при проектировании лопаток высокотемпературных газовых турбин.

Преимущества предлагаемых конструктивных решений систем охлаждения с вихревой матрицей подтверждены результатами экспериментов, выполненных методом калориметрирования в расплаве кристаллизующегося металла [4].

В процессе создания лопаток с вихревой матрицей [5] предлагается использовать в её конструкции ребра с переменным углом наклона β (рис. 1). Угол наклона ребер увеличивается в диапазоне (15 – 60) градусов от корня пера лопатки к её периферии. Предлагаемое конструктивное решение позволяет уменьшить неравномерность температурного поля в продольных сечениях лопатки.

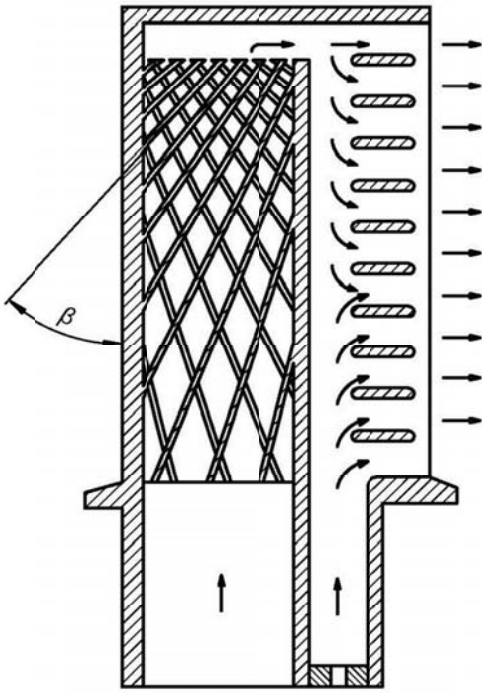

Рис. 1. Авторское свидетельство [5]

Увеличение скорости течения охладителя и его турбулизация в каналах вихревой матрицы позволяют обеспечить равномерное температурное поле по высоте лопатки за счет установки ее ребер с переменным шагом t_i [6]. Шаг ребер уменьшается от корня к периферии пера лопатки (рис. 2) и определяется на основании зависимости

Ярославцев Николай Львович, кандидат технических наук, профессор кафедры «Технология производства и эксплуатации двигателей летательных аппаратов».
E-mail: yaroslavcevnl@mati.ru
Викулин Александр Викторович, кандидат технических наук, профессор кафедры «Технология производства и эксплуатации двигателей летательных аппаратов».
E-mail: vav106@yandex.ru
Ремчуков Святослав Сергеевич, аспирант кафедры «Технология производства и эксплуатации двигателей летательных аппаратов».
E-mail: remchukov.sviatoslav@yandex.ru

$$t_i = t_0 - (0{,}05 - 0{,}075) \cdot i,$$

причем $(t_{i\,min} - s) \geq 10^{-3}$м,

где t_o – начальный шаг ребер; i – порядковый номер ребра, отсчитываемый от корня пера; s – толщины ребра; $t_{i\,min}$ – минимальный шаг ребер.

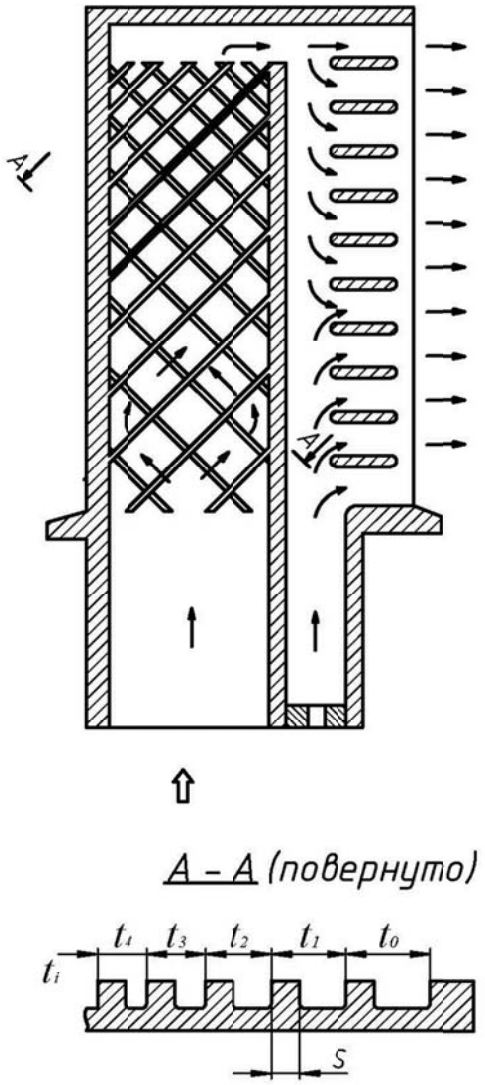

Рис. 2. Авторское свидетельство [6]

В работе [7] вихревая матрица устанавливается в задней полости лопатки (рис. 3). Охлаждающий воздух поступает в каналы между ребрами, расстояние между вершинами, которых выбрано исходя из уравнения

$$4 \cdot h \geq b \geq 0{,}55 \cdot h,$$

где h – высота ребра; причем ребра с соотношением параметров $\frac{h}{b} = 0{,}8$ размещены в средней зоне пера.

Лопатка снабжена поперечными коллекторами (1) и (2), размещенными в прикорневой и периферийной частях пера. В ребрах выполнены каналы (3) трапециевидного поперечного сечения, сообщающиеся с коллекторами. Боковые

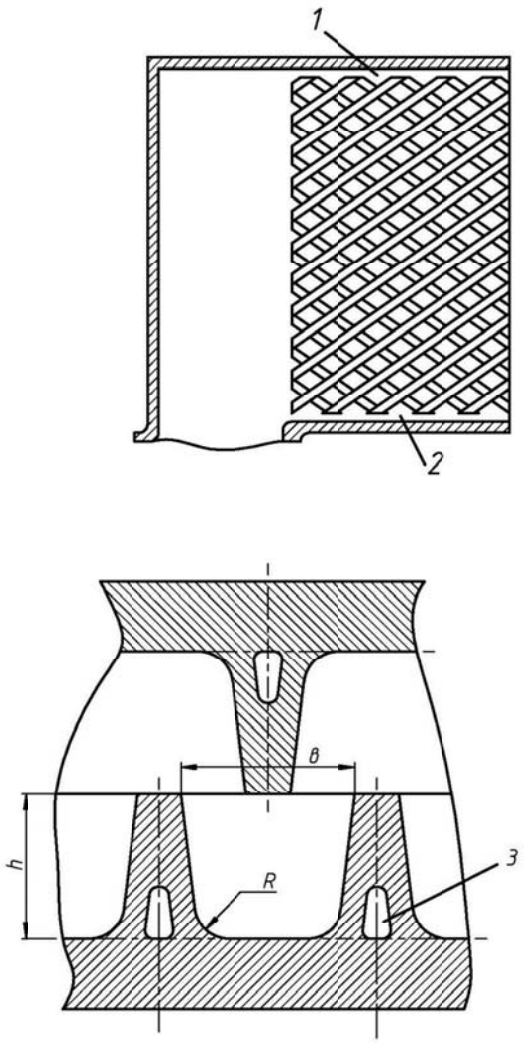

Рис. 3. Авторское свидетельство [7]

поверхности ребер плавно сопряжены по дуге окружности R с внутренней поверхностью пера, причем ребра в поперечном сечении имеют трапециевидную форму.

С целью повышения эффективности охлаждения входной кромки лопатки [8], ребра вихревой матрицы (рис. 4), установленные в передней полости лопатки, могут быть расположены относительно ее внутренней поверхности с зазором h, определяемым по формуле

$$h = (0{,}1 - 0{,}15) \cdot R_{вх.i},$$

где $R_{вх.i}$ – внутренний радиус входной кромки пера лопатки на рассматриваемой высоте i.

Одним из способов интенсификации теплообмена входной кромки лопатки с вихревой матрицей можно рассматривать установку между вершинами ребер, ее образующих, разделительной пластины [9]. Высота пластины составляет 1/3 высоты пера лопатки и расположена между входной кромкой и продольной перегородкой на расстоянии от их внутренних поверхностей

$$\Delta = \frac{t}{2 \cdot \cos\beta},$$

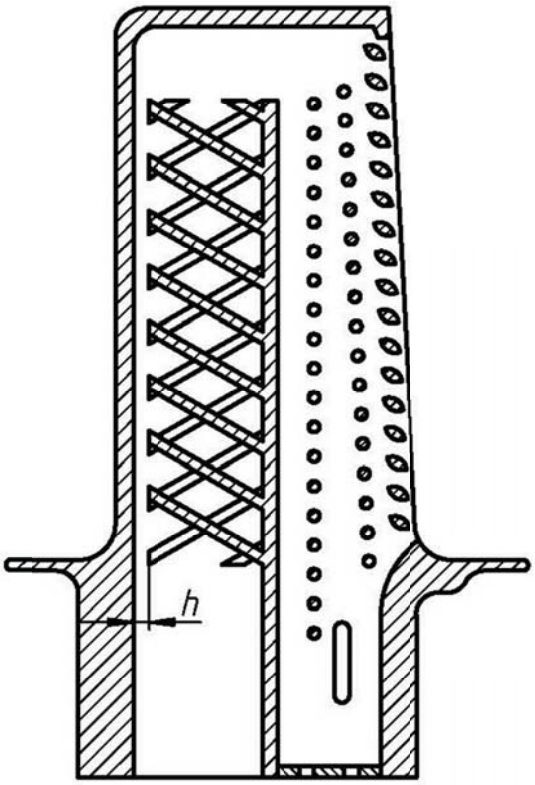

Рис. 4. Авторское свидетельство [8]

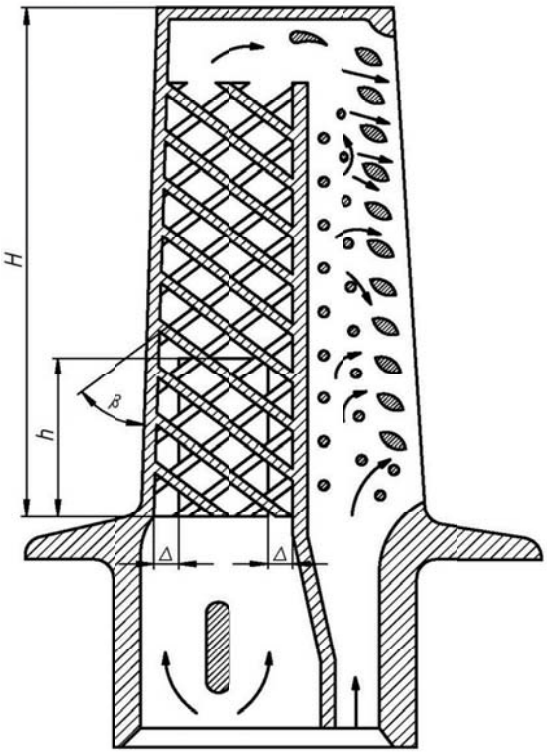

Рис. 5. Авторское свидетельство [9]

где t – шаг ребер; 2β – угол скрещивания ребер (рис. 5).

Согласно работе [10] охлаждаемая лопатка газовой турбины (рис. 6), имеет перо (1) с верхней полостью (2); передняя (4) и задняя (5) полости лопатки разделены продольной перегородкой 3. На боковых стенках (6) передней полости (4) установлены параллельные ребра (7), расположенные под углом к оси лопатки в сторону корыта (8) и спинки (9) в противоположных направлениях. Ребра контактируют торцами (10) в местах пересечения и образуют межреберные каналы (11), сообщающиеся с верхней полостью (2). В задней полости (5) установлена продольная вставка (12). На боковых стенках передней полости (4) установлены дополнительные ребра (13), разделяющие ее на изолированные друг от друга камеры (14). В перегородке (3) выполнены подводящие (15) и отводящие (16) отверстия, расположенные, соответственно, над и под дополнительными ребрами (13). Вставка (12) имеет Г - образное поперечное сечение и соединяется с перегородкой (3), образуя канал (17), сообщающийся через подводящие отверстия (15) с камерами (14). Камеры через отводящие отверстия (16) соединены с задней полостью (5). Камера (14), расположенная на периферии пера (1), сообщается с верхней полостью (2).

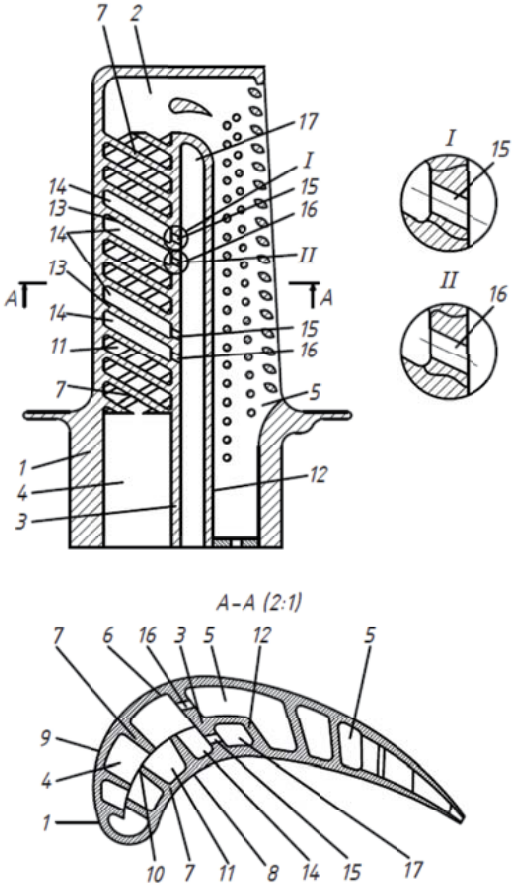

Рис. 6. Авторское свидетельство [10]

При работе турбины охлаждающий воздух на входе в лопатку разделяется на два потока. Первичный поток воздуха подается в переднюю полость (4), проходит по межреберным каналам (11) и, дойдя до дополнительного ребра (13), перекрывающего возможность продольного те-

чения воздуха через отводящие отверстия (16), поступает в заднюю полость (5) и выбрасывается из лопатки. Вторичный поток охлаждающего воздуха поступает в канал (17) и через подводящие отверстия (15) переходит в камеры (14) передней полости (4), проходя по межреберным каналам (11) камер (14), и подается в заднюю полость (5) через отводящие отверстия (16).

В авторском свидетельстве [11] представлена лопатка газовой турбины с вихревой матрицей, расположенной в ее внутренней полости. Ребра вихревой матрицы имеют Т - образное поперечное сечение. Вершины ребер (1) со стороны входной кромки снабжены направленными к ней скосами (2) (рис. 7). При работе турбины охлаждающий воздух поступает в лопатку и проходит по каналам между ребрами, Т-образная форма которых позволяет увеличить теплосъем с поверхности лопатки, а скос (2) приводит к уменьшению гидравлического сопротивления этого участка пера лопатки.

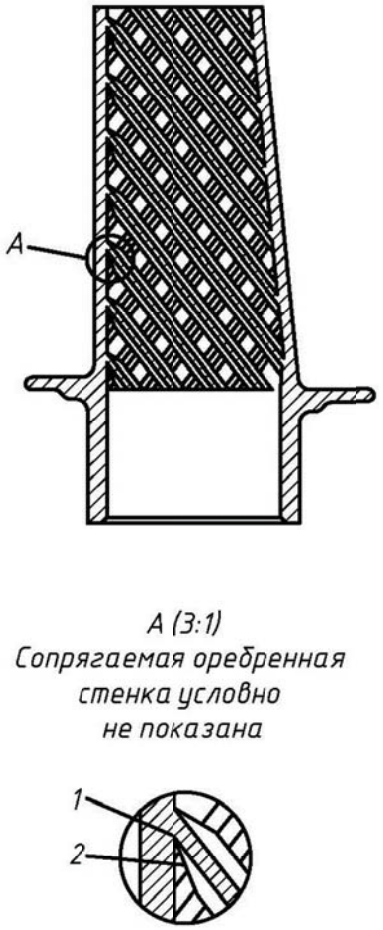

Рис. 7. Авторское свидетельство [11]

Возможность повышения эффективности охлаждения лопатки газовой турбины за счет интенсификации теплообмена при турбулизации потока воздуха в диффузорно-конфузорных каналах показана в работе [12]. Ребра, формирующие вихревую матрицу лопатки, имеют переменную толщину и образуют чередующиеся каналы конфузорного и диффузорного типа (рис. 8). Ребра в местах пересечения имеют минимальную относительную толщину. Диффузорные каналы имеют большую протяженность, чем конфузорные.

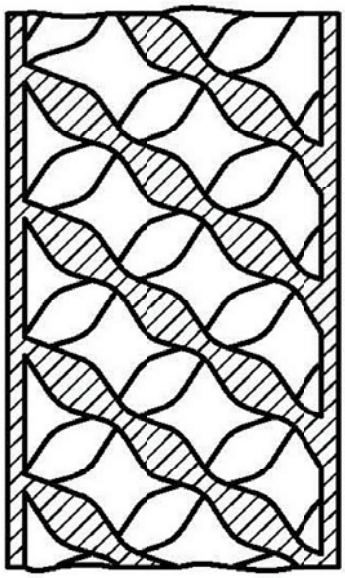

Рис. 8. Авторское свидетельство [12]

В авторском свидетельстве [13] интенсификация теплообмена в системе охлаждения лопатки достигается за счет использования комбинации вихревой матрицы и штырьковых турбулизаторов воздушного потока (рис. 9). Диаметр штырьков составляет

$$d_ш = (0{,}5 - 0{,}7) \cdot \delta_x ,$$

где δ_x – ширина канала.

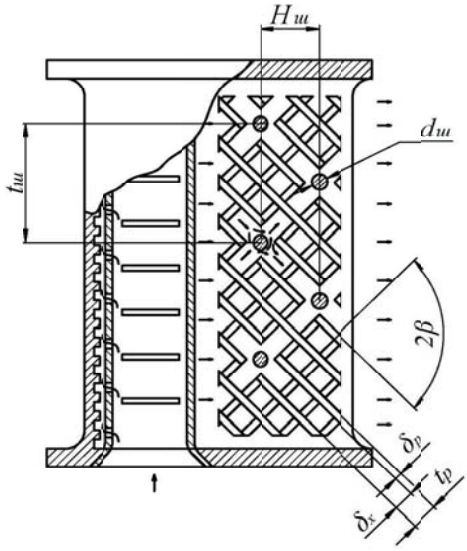

Рис. 9. Авторское свидетельство [13]

Штырьковое оребрение выполнено в продольном направлении с шагом $t_ш$, а в поперечном – с шагом $H_ш$, величины которых могут быть определены из уравнений:

$$t_ш = \frac{n \cdot t_р}{2 \cdot \cos\beta} \text{ и } H_ш = \frac{t_ш}{2 \cdot tg\beta},$$

где n – четное число, $t_р$ – шаг ребер; β – угол наклона ребер.

Величина константы n назначается в зависимости от высоты пера лопатки.

Один из вариантов применения узких вихревых матриц в системах охлаждения лопаток ГТД рассмотрен в работе [14]. Охлаждающий воздух подается в замковую часть лопатки, а затем поступает в каналы, образованные продольными секциями вихревых матриц (рис. 10). Выброс воздуха в проточную часть турбины осуществляется через выходную кромку лопатки.

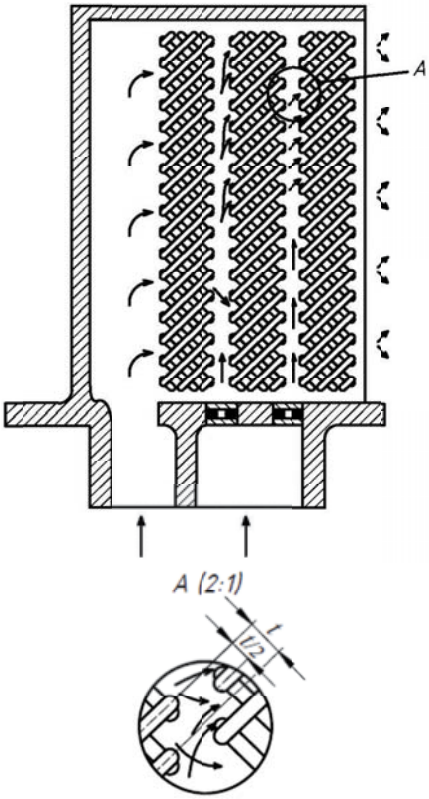

Рис. 10. Авторское свидетельство [14]

Особенностью данного конструктивного решения является смещение ребер в соседних продольных секциях вихревых матриц на половину величины их шага t.

Одним из вариантов системы охлаждения лопаток является комбинация вихревой матрицы с несколькими рядами наклонных перемычек, соединяющих спинку и корыто лопатки [15] (рис. 11).

Охлаждаемая лопатка газовой турбины в зоне выходной кромки имеет несколько секций вихревой матрицы. Углы наклона β_1, β_2 и протяженность ребер L матрицы уменьшаются по направлению к выходной кромке. Вершины ребер матрицы заглублены друг в друга. За секционной матрицей по направлению движения воздуха установлена трехрядная система на-

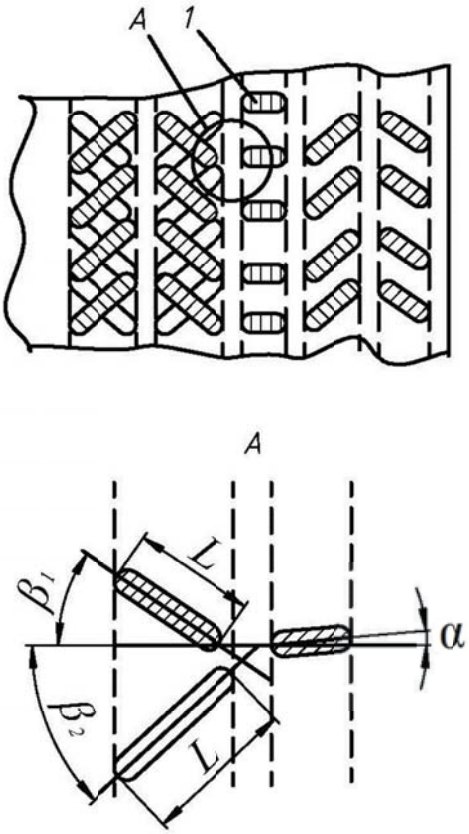

Рис. 11. Авторское свидетельство [15]

клонных ребер. Угол наклона первой по потоку секции ребер α определялся по формуле:

$$\alpha = \frac{\beta_1 + \beta_2}{2},$$

где β_1 и β_2 – углы наклона ребер последней по потоку секции вихревой матрицы.

Предлагаемые варианты конструктивного исполнения вихревой матрицы и ее комбинации с другими интенсификаторами теплообмена нашли широкое применение в системах охлаждения лопаток высокотемпературных газовых турбин.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Пелевин Ф.В., Ярославцев Н.Л., Викулин А.В, Орлин С.А., Пономарев А.В.* Исследование эффективности теплообмена в компланарных каналах // Теплоэнергетика. 2015. №3. С. 35-41.
2. *Ярославцев Н.Л., Викулин А.В, Земляная В.А.* Диагностика эффективности работы системы охлаждения теплообменников с компланарными каналами // Известия Высших учебных заведений. Авиационная техника. 2016. №3.
3. *Ярославцев Н.Л., Викулин А.В., Ремчуков А.А.* Оптимизация конструкции передней полости лопатки полупетлевой схемы охлаждения. Авиационная промышленность» 2017. №4.
4. *Викулин А.В., Ярославцев Н.Л., Земляная В.А.* Технология калориметрических испытаний теплонапряженных деталей в жидкометаллическом

термостате. Материалы VII Международной конференции» Современные концепции научных исследований», М.: Евразийский Союз Ученых, 2014.
5. Авторское свидетельство № 1401955 от 5.09.1986 г. *Галкин М.Н., Попов В.Г., Ярославцев Н.Л. и др.* «Охлаждаемая лопатка газовой турбины».
6. Авторское свидетельство № 1471655 от 1.07.1987 г. *Галкин М.Н., Попов В.Г., Ярославцев Н.Л. и др.* «Охлаждаемая лопатка газовой турбины».
7. Авторское свидетельство № 1656941 от 4.10.1989 г. *Галкин М.Н., Попов В.Г., Ярославцев Н.Л. и др.* «Охлаждаемая лопатка газовой турбины».
8. Авторское свидетельство № 1383904 от 16.07.1986 г. *Галкин М.Н., Попов В.Г., Ярославцев Н.Л. и др.* «Охлаждаемая лопатка газовой турбины».
9. Авторское свидетельство № 1354821 от 3.12.1985 г. *Галкин М.Н., Попов В.Г., Ярославцев Н.Л. и др.* «Охлаждаемая лопатка газовой турбины».
10. Авторское свидетельство № 1332935 от 20.12.1985 г. *Галкин М.Н., Попов В.Г., Ярославцев Н.Л. и др.* «Охлаждаемая лопатка газовой турбины».
11. Авторское свидетельство № 1394762 от 1.04.1986 г. *Галкин М.Н., Попов В.Г., Ярославцев Н.Л. и др.* «Охлаждаемая лопатка газовой турбины».
12. Авторское свидетельство № 1401954 от 5.09.1986 г. *Галкин М.Н., Попов В.Г., Ярославцев Н.Л. и др.* «Охлаждаемая лопатка газовой турбины».
13. Авторское свидетельство № 1480434 от 1.07.1987 г. *Галкин М.Н., Попов В.Г., Ярославцев Н.Л. и др.* «Охлаждаемая лопатка газовой турбины».
14. Авторское свидетельство № 1792117 от 20.03.1990 г. *Галкин М.Н., Попов В.Г., Ярославцев Н.Л. и др.* «Охлаждаемая лопатка газовой турбины».
15. Авторское свидетельство № 1662174 от 27.10.1988 г. *Галкин М.Н., Попов В.Г., Ярославцев Н.Л., Викулин А.В. и др.* «Охлаждаемая лопатка газовой турбины».

THE USING OF VORTEX MATRICES IN THE CONSTRUCTION OF BLADES OF HIGH-TEMPERATURE GAS TURBINES

© 2019 N.L. Yaroslavtcev, A.V. Vikulin, S.S. Remchukov

Moscow Aviation Institute
(National Research University)

The article is devoted to the study of the efficiency of vortex matrices application in gas turbine cooling systems. Various variants of cooling intensification for which author's certificates are received are given.
Keywords: cooling system, vortex matrices, cooled gas turbine blades.

Nikolay Yaroslavtsev, Candidate of Technics, Professor of the Department «Technology of Production and Operation of Aircraft Engines». E-mail: yaroslavcevnl@mati.ru
Alexander Vikulin, Candidate of Technics, Professor of the Department «Technology of Production and Operation of Aircraft Engines». E-mail: vav106@yandex.ru
Svyatoslav Remchukov, Postgraduate Student of the Department «Technology of Production and Operation of Aircraft Engines». E-mail: remchukov.sviatoslav@yandex.ru